

A02 気球 VLBI のための高精度大型リフレクタ鏡面の開発

佐藤泰貴, 土居明広, 石村康生 (JAXA), 田中宏明 (防衛大),
荻 芳郎 (東大), 樋口 健 (室工大), 河野裕介 (国立天文台), 木村公洋 (阪府大)
Yasutaka Satou, Akihiro Doi, Kosei Ishimura(JAXA), Hiroaki Tanaka(National Defense Academy),
Yoshiro Ogi(University of Tokyo), Ken Higuchi(Muroran Institute of Technology),
Yusuke Kono(National Astronomical Observatory of Japan), Kimihiro Kimura(Osaka Prefecture University)

1. 序論

気球 VLBI は成層圏における天文観測のための超長基線電波干渉計 (VLBI) である [1]。この観測方法の特徴は、衛星と比較し安価な観測が可能であると同時に、観測時に障害となる大気が少ないため高周波による電波観測が可能となることである。本ミッションは成層圏の環境下でサブミリ～テラヘルツ帯を目標としているため、重力下かつ低温環境下において高精度な鏡面の実現が必要である。

本ミッションは二つの試験を通して目標を達成する。一つ目の試験は平成 28 年度 8-9 月に打ち上げ予定の実証試験であり、実際に必要な性能より低い性能で試験を行う。このため、必要となる望遠鏡の鏡面精度は $250\mu\text{mRMS}@1.5\text{m}$ であり、既存技術により製造可能であるため、Fig.1 のように開発が終了している。一方、二つ目の試験は本来必要となる性能を満たしたシステムで試験を行う。この本試験に必要な望遠鏡の鏡面精度は $30\mu\text{mRMS}@3\text{m}$ であるため、実証試験よりもサイズは大きい一方で鏡面精度は一桁小さい。

本研究では、気球 VLBI 用高精度大型鏡面を設計するとともに、その実現可能性を明らかにする。まず、望遠鏡の構成を述べるとともに、その設計過程を示す。次に、鏡面とバックストラクチャの結合方法ならびに鏡面の最適設計を行う。最後に、高精度大型鏡面の実現可能性を示す。

2. 気球 VLBI 主鏡の構成ならびに設計プロセス

気球 VLBI 用主鏡は、Fig.2 に示すように鏡面とバックストラクチャによって構成されている。序論に示したように、鏡面誤差の原因となる外乱は熱変形 ($\Delta T = -70\text{K}$) ならびに自重変形 (仰角 = $10 \sim 70\text{deg}$) であるため、鏡面の材料は CTE が小さく比剛性が大きい CFRP が考えられる。しかし、本ミッションが最終的にテラヘルツでの観測を目標としていること、ならびに安価に製造することが求められているため、鏡面は、研磨可

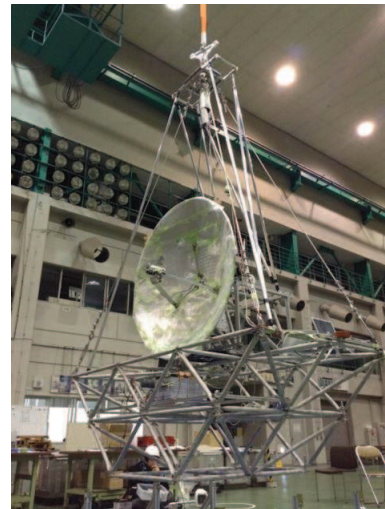


Fig. 1: Experimental model of BVLBI[1]

能であるとともに比較的安価なアルミアイソグリッドとした。一方、バックストラクチャは変形する部材をできるだけ減らすため、CFRP トラスとした。

アルミアイソグリッドを切削により加工する際、残留応力が少ない圧延による母材を用いることが望ましいと考えられ、その場合母材のサイズが制限される。また、鏡面の輸送可能性ならびにハンドリングのし易さから、鏡面を分割することが求められる。以上から、鏡面はケーキ状に 6 分割する構成とした。

主鏡構造は Fig.2 のように鏡面とバックストラクチャに分けられるため、Fig.3 に示すプロセスに従って設計を進める。まず、鏡面とバックストラクチャの CTE が異なるため、両者の結合方法を検討する。次に、検討した結合方法を境界条件として、アルミ鏡面の最適設計を行う。続いて、鏡面設計で得られた質量ならびに固定位置に基づいてバックストラクチャを設計する。最後に、両者を統合し詳細解析を行う。本論文では、Step1 ならびに 2 に相当する結合方法ならびに鏡面の最適設計を検討する。

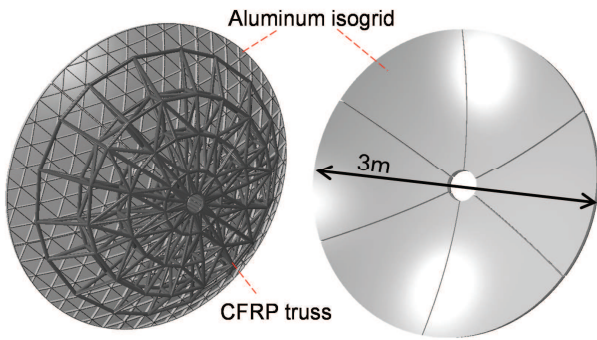


Fig. 2: Overview of primary mirror for BVLBI

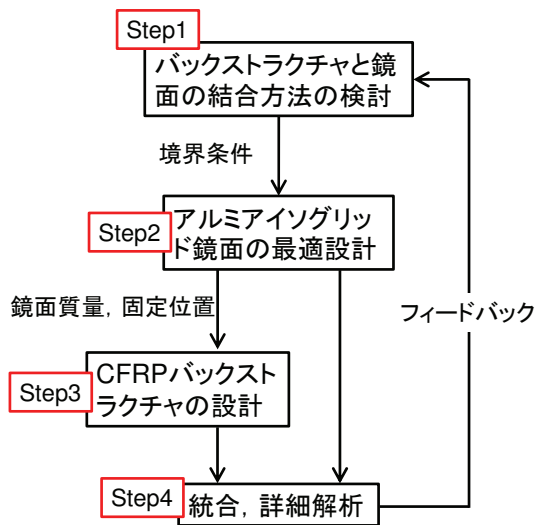


Fig. 3: Design process for primary mirror

3. アイソグリッド鏡面解析モデル

Fig.4はアイソグリッド鏡面の解析モデルである。想定する外乱条件は熱変形ならびに仰角の違いによる自重変形であり、変形モードが左右対称となるため、左半分の解析を行う。また、バックストラクチャのCFRPのCTEはアルミに比べて十分小さいこと、CFRPの剛性はアルミよりも大きいことから、アルミ鏡面の変形はCFRPバックストラクチャの変形よりも十分大きくなる。このため、バックストラクチャの剛性は無限大とし、鏡面を全体座標系に対して固定する。鏡面の裏面はFig.4右図のようにアイソグリッドになっており、表面厚さ・グリッド長さ・厚さ・高さをそれぞれ図のように定義する。また、アルミの材料定数は代表的な値としてTable.1に示す値を用いる。解析は有限要素解析プログラムABAQUS[2]を用いる。鏡面はシェル要素S4を用いてモデル化した。

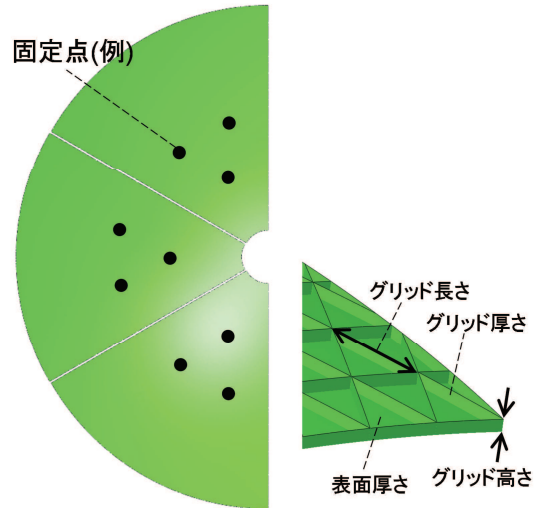


Fig. 4: Finite element model for surface of primary mirror

Table. 1: Material constant

Young's modulus	70GPa
Poisson's ratio	0.3
Density	2.7e-9 ton/mm ³
CTE	2.3e-5 1/K

4. 鏡面 - バックストラクチャ間の結合方法

4.1 キネマティックカップリングの導入

鏡面とバックストラクチャの間の結合方法に対する設計要求は以下の二つである。一つ目は、バックストラクチャと鏡面を結合する際の十分な組立再現性である。これは、打ち上げ場所がキルナや南極などの海外であることから、輸送可能なコンテナサイズの制限により、鏡面とバックストラクチャを分解して輸送するためである。二つ目は、バックストラクチャのCTEよりも鏡面のCTEの方が大きいため、鏡面の熱変形をバックストラクチャに対して逃がす必要があることである。

以上の設計要求に対応できる方法として、キネマティックカップリング[3]の導入が考えられる。キネマティックカップリングは、1,2,3自由度拘束(1,2,3DOR)を組み合わせることで、2物体間の相対運動を拘束する。例えば、Fig.5aに示すように1,2,3DORを組み合わせた場合、相対6自由度が拘束され、相対的な剛体変形のみを拘束することになる。このように剛体変形のみを拘束するため、バックストラクチャに対して鏡面の熱変形を逃がすとともに、組立再現性が高くなると考えられる。以上から、キネマティックカップ

リングによる結合方法を検討し、その効果を明らかにしていく。

4.2 キネマティックカップリングによる効果

相対6自由度を拘束するためのキネマティックカップリングの組み合わせとして、本研究では3+2+1DOR拘束ならびに2+2+2DOR拘束の二種類を検討する。3+2+1DOR拘束は、Fig.5aに示すように3,2,1自由度拘束をそれぞれ一つずつ用いる拘束タイプである。一方、2+2+2DOR拘束は、2自由度拘束を三つ用いる拘束タイプであり、Fig.5b,cに示される。2+2+2DOR拘束の場合、変形中心を自由に設定することが可能である。すなわち、2DORのレールをFig.5bのように配置した場合、分割要素中心である図の×印の位置は不動点となるため、変形中心となる。一方、Fig.5cのようにレールを配置した場合、×印で示されるアンテナ全体の中心部が変形中心となる。変形中心は3+2+1DORの場合、3DORの位置に対応する。以下では、以上三つの拘束タイプを検討し、キネマティックカップリングの有効性を明らかにする。

Fig.6は-70Kの熱変形を加えた解析結果であり、ベストフィット後の残留誤差分布を示している。解析モデルのグリッド長さは100mm、グリッド厚さは5mm、グリッド高さは20mm、表面厚さは5mmとした。Fig.6aはキネマティックカップリングの有効性を示すために、3点それぞれを完全固定した解析結果である。また、Fig.6bは3+2+1DOR、6cは2+2+2DORで変形中心が要素中心、6dは2+2+2DORで変形中心がアンテナ全体中心の結果である。

Fig.6aと6b,c,dを比べると、キネマティックカップリングを用いることによって、鏡面誤差が一桁以上小さくなることが示される。これは、キネマティックカップリングによって熱変形を逃がすことができたためである。従って、キネマティックカップリングを導入したことによる有効性が示された。

キネマティックカップリングを用いたFig.6b,c,dにおいて、変形中心とアンテナ全体中心の距離はそれぞれ520mm, 751mm, 0mmである。このことから、変形中心がアンテナ全体中心に近いほど鏡面誤差が小さくなることを示される。これは、分割鏡の各要素の変形中心が一致することによって、鏡面全体の剛体変形に近づくためである。

Fig.7は仰角70degの自重変形のみを載荷した解析結果であり、a,b,c,dはFig.6の拘束条件と一致している。これらの結果から、自重変形による誤差は全ての場合において100 μ mRMSを超えており、キネマティッ

クカップリングによる効果も認められない。従って、鏡面形状を最適設計することによって、目標とする30 μ mRMSを達成する必要がある。

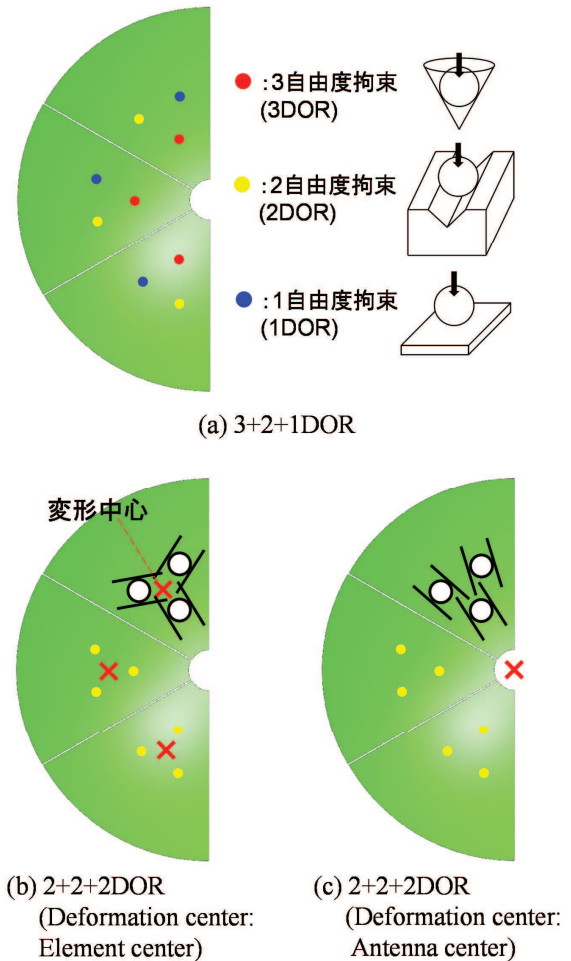


Fig. 5: Constraint type of kinematic coupling

5. アイソグリッド鏡面の最適設計

本節では、自重による鏡面誤差を低減するため、アイソグリッド鏡面の最適設計を行う。自重変形は境界条件に影響を受けるため、最適設計ではアイソグリッド鏡面の形状だけでなく、キネマティックカップリングの位置も変数とした最適化を行う。

5.1 鏡面設計時の設計要求

鏡面は残留鏡面誤差が30 μ mRMSを満たすことが要求されるだけでなく、以下の四つの設計要求を考慮する必要がある。

一つ目は、外乱に対するロバスト性である。観測時の主鏡温度を正確に予測することは困難であるため、 $\Delta T = -80K \sim -60K$ の範囲内で鏡面精度を満足するように設計する。また、仰角は10deg \sim 70degまでが考えられるため、この範囲全てに対応できる設計にする必要

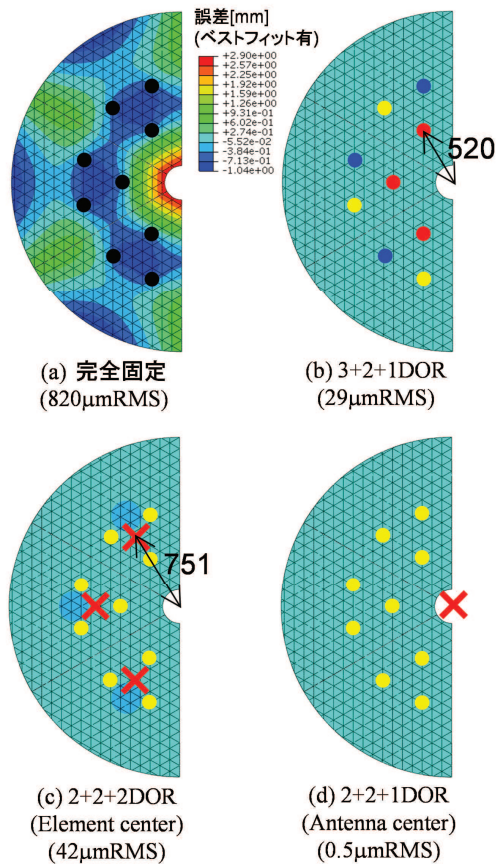


Fig. 6: Residual surface error due to thermal deformation

がある。

二つ目は観測手順の考慮である。レベルフライトに到達後、観測を始める前に望遠鏡のキャリブレーションを仰角 45deg において 5 点法で行う。一方、観測環境に従って副鏡をベストフィットする必要がある、そのパラメータはアンテナの面内、面外、焦点距離である。5 点法後に面内のベストフィットを行う場合、姿勢制御にそのオフセットを入れる必要があるが、それは困難である。以上から、仰角 45deg において副鏡をベストフィットした後、面内のベストフィットパラメータは一定のまま観測することが求められる。

三つ目は、製造限界の考慮である。アイソグリッドを切削加工する際、表面やグリッドの厚み、グリッド高さには加工限界があるため、それらを制約条件とした設計が必要となる。

四つ目は製造コストである。製造ならびに管理を簡素化するとともに、予備品を少なくするため、鏡面は 6 枚とも同じ形状とする。

5.2 最適設計の問題設定

最適設計は前節で述べた設計要求を考慮しながら実

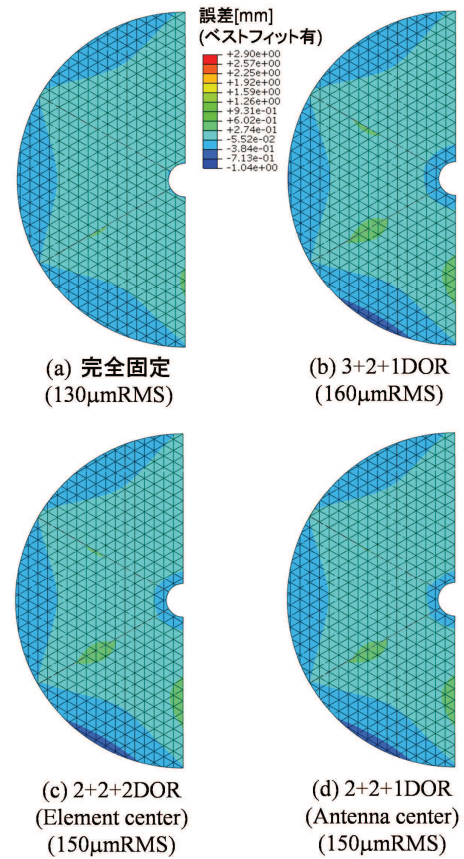


Fig. 7: Residual surface error due to own-weight(EL=70deg)

施する。まず、外乱に対するロバスト性ならびに観測手順を考慮するため、Table.2 に示す 7 つの条件に対して解析を行う。ステップ 1 は 5 点法における条件であり、ステップ 2 以降ではステップ 1 で得られる面内パラメータを固定のままベストフィット処理を行う。目的関数は、7 つの結果におけるベストフィット後残留誤差の最悪値を最小化するように設定した。

Table.3 は設計変数を示している。構造の変数 (Table.3) は表面厚さ、グリッド高さ、グリッド厚さであり、製造限界を考慮した制約条件を付加する。以上の変数は、Fig.8a に示した 13 点を設計変数とし、その間を線形補間することで求める。また、分割鏡の 6 つの要素を同じ形状にするため、左右対称の形状にするひつようがある。このため、左半分の形状は右半分の形状のミラーとする。グリッド長さは、予備解析の結果から 100mm が最も比剛性が高いことが示されたため、この値を用いた。

境界条件の変数はキネマティックカップリングの配置であり、2DOR をグリッド交点に 3 つ配置する。前節の結果から、変形中心はアンテナ全体中心に近いほ

ど熱変形に対する鏡面誤差が小さくなることが示されたため (Fig.6), 変形中心はアンテナ中心とする。また, 熱変形を効率的に除去するためには, 周方向に対称性のある変形になることが重要であるこのため, まず Fig.8b の赤点に一つ目を配置し, 次に青点に二つ目を配置, 最後に左半分は右半分のミラーとなる位置に三つ目を配置する。

Table 2: Analysis condition for design optimization

Step	Elevation	ΔT
1	45deg	-70K
2	10deg	-60K
3	10deg	-80K
4	45deg	-60K
5	45deg	-80K
6	70deg	-60K
7	70deg	-80K

Table 3: Design variables

Skin thickness, t_S	$4.0 \text{ mm} < t_S < 10 \text{ mm}$
Grid thickness, t_R	$3.0 \text{ mm} < t_R < 10 \text{ mm}$
Grid height, w_R	$5.0 \text{ mm} < w_R < 80 \text{ mm}$
Kinematic coupling location	2 points in Fig.8b

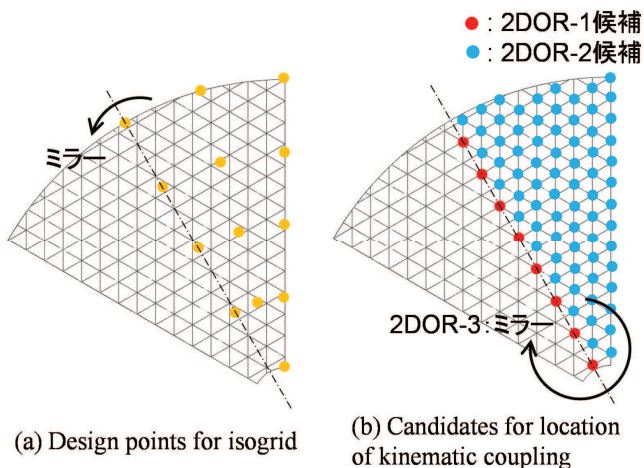


Fig. 8: Control points for design variables

5.3 最適設計過程

Fig.9は最適設計のフローチャートである。まず, 設計変数を決定し, ABAQUS インプットファイルに書き込む。次に, ABAQUS で形状解析を行い, 節点データ

を書き出す。続いて, 節点データから Matlab を用いてベストフィット処理を行い, 目的関数である残留誤差を計算する。最後に, 最適化アルゴリズムである粒子群最適化 (Particle Swarm Optimization, PSO) を用いて設計変数の更新を行う。粒子群最適化は, 動物の群れにおける集団行動を模倣した最適化手法である。群れの中で最適な位置にいる個体の情報を交換することにより, 個々の位置ならびに速度を調整し, 最適な位置を見出すことが可能となる。最適化アルゴリズムに粒子群最適化を用いたのは, 本研究が扱う問題において, 設計変数が多い点, 初期値依存性が大きい点の二つの観点からである。最適化プログラムには VisualDOC を用いる [4]。VisualDOC は, 多数の最適化エンジンを内蔵しているとともに, 解析ソフトとのリンクが可能な最適化プログラムである。

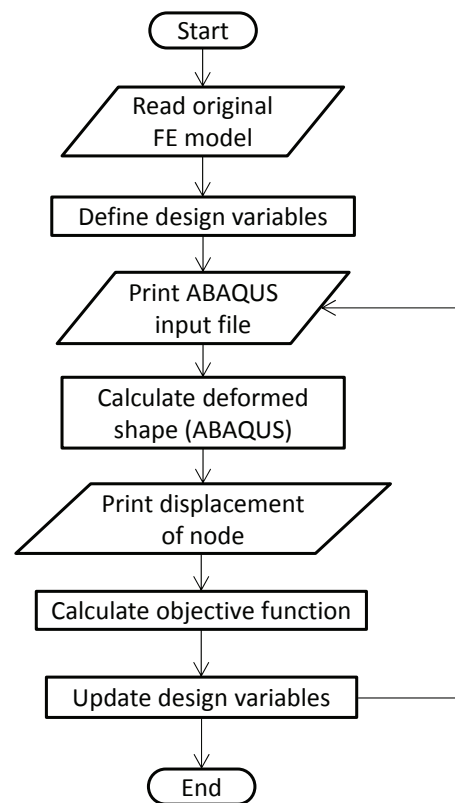


Fig. 9: Flowchart of design optimization process

5.4 最適設計結果

本節では最適設計の結果を示し, 高精度大型鏡面の実現可能性を示す。Fig.10は最適設計で得られた各解析条件に対するベストフィット後の残留鏡面誤差である。図に示されるように, 最適設計を行うことによって $7.4 \mu\text{mRMS}$ 以下の残留誤差となった。最適設計を行う前は, Fig.7d に示すように $150 \mu\text{mRMS}$ であった

ため、最適設計の有効性が示された。また、仰角が大きくなるほど鏡面誤差が大きくなることから、本モデルの設計においては仰角 70deg で鏡面精度が満たされれば、他の仰角の精度も満たしていることになる。さらに、同じ仰角で比べると、 ΔT が変化しても鏡面誤差が変わらないことから、キネマティックカップリングならびに副鏡のベストフィットによって熱変形に対する感度が小さくなったことが示される。Fig.11 は最適設計で得られたグリッド高さ、表面厚さ、グリッド厚さ、キネマティックカップリングの配置である。この図から、キネマティックカップリングの配置は3枚ともほぼ同じ位置となっていることが示される。また、グリッド高さはキネマティックカップリング位置で大きいいため、その位置では剛性が高くなっている。加えて、分割鏡面一枚当たりの重さは約 10kg となり、現実的な値となった。以上から、最適設計を用いることによって鏡面の変形による残留誤差を設計要求内にすることができたため、高精度鏡面の実現可能性が示された。

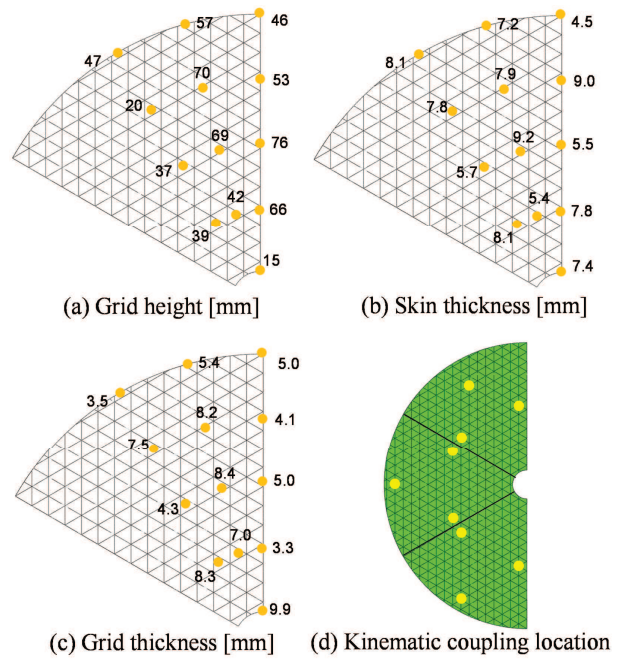


Fig. 11: Configuration of optimum design

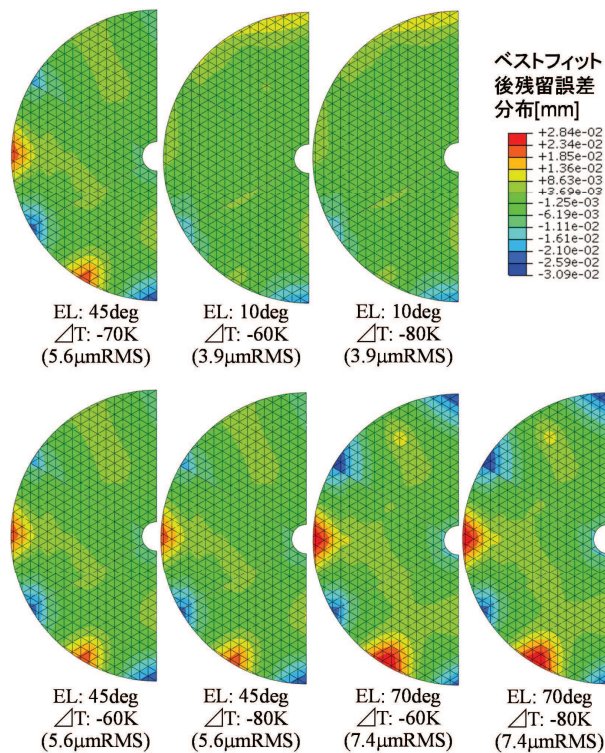


Fig. 10: Residual surface errors of optimum design

6. 結論

気球 VLBI 実現のための高精度大型リフレクタ鏡面を設計し、その実現可能性を示した。バックストラクチャと鏡面の結合方法を検討した結果、キネマティ

ックカップリングを用いることによって鏡面の熱変形による誤差を除去可能であることが明らかとなった。鏡面の熱変形による誤差は、キネマティックカップリングにより与えられた変形中心がアンテナ全体の中心に近いほど小さくなることが示された。最適設計を行った結果、自重変形ならびに熱変形が負荷された場合でも約 7mmRMS の鏡面精度となったため、高精度リフレクタの実現可能性が示された。

謝辞

本研究は宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 (JAXA/ISAS) の戦略的研究開発費の支援を受けたものである。

参考文献

1. 土居明広, 他, ”気球 VLBI の検討,” 平成 26 年度大気球シンポジウム, 相模原, Nov. 2014.
2. Abaqus v.6.13 documentation, Dassault Systems Simulia Corp., 2013.
3. 荻 芳郎, 他, ”運動学的カップリングを用いたラッチ機構の展開完了条件,” 日本航空宇宙学会第 55 回構造強度に関する講演会, 室蘭, Aug. 2013, pp.219-221.
4. VisualDOC theory manual, Version 7.2, VANDER-PLAATS RESEARCH & DEVELOPMENT Inc., 2013.